



TITLE:

<高校生のページ>人工衛星の軌道 や姿勢を電磁気力で動かす

AUTHOR(S):

山川, 宏

CITATION:

山川, 宏. <高校生のページ>人工衛星の軌道や姿勢を電磁気力で動かす.
Cue 2012, 27: 57-62

ISSUE DATE:

2012-03

URL:

<https://doi.org/10.14989/156043>

RIGHT:

高校生のページ

人工衛星の軌道や姿勢を電磁気力で動かす

生存圏研究所 生存圏開発創成研究系 宇宙圏航行システム工学分野
山 川 宏

人工衛星の帯電

少し意外に思う人もいるかもしれませんが、人工衛星は、プラスあるいはマイナスに帯電することがあります。一般に、人工衛星の帯電は、地球周辺のプラズマ中のイオンや電子との衝突により起きます。日照時には、光が衛星表面に当たることで表面の電子が光電子として真空中に放出されやすいために、衛星電位は一般に正の値（+数V～数十V）になり、逆に日陰の場合は負の値になります。

我々の研究室では、この衛星の帯電量を自然現象に任せるのではなく、積極的に制御することにより、地球磁場と帯電衛星との相互作用によって、磁場方向と人工衛星の速度方向の双方に対して垂直方向に働くローレンツ力、あるいは、複数の帯電衛星間に働く引力あるいは斥力であるクーロン力（図1）を用いて、地球を周回する複数の人工衛星の相対位置や軌道・姿勢の制御を行う手法を研究しています。

一般に、衛星における帯電現象は、放電の危険性、観測への支障が予見され、欧州のCLUSTER（クラスタ）衛星などで、周辺のプラズマで満たされている空間の電位と等しくなるように衛星を中和していることからわかるように、通常は回避すべき現象と捉えられています。しかし、本研究の特色は、衛星帯電量の制御という既存の技術を積極的に用いて、新たに人工衛星の軌道制御や姿勢制御に応用する点にあるのです。

人工衛星の帯電量の制御は、能動的な電子放出、あるいは、イオン放出により行うことを想定しており、既に欧州のCLUSTER（クラスタ）衛星等で搭載されているイオンエミッタ（放出装置）や電子エミッタと同じ原理の軽量の装置を用いることにより実現できます[1]。人工衛星の帯電量のコントロールのためのイオンあるいは電子の放出量は僅かであり、これにより、軌道を修正することができれば、ほぼ燃料（プロペラント）が不要となる「プロペラントレス」な推進機関と捉えることができます。また、電子やイオン放出の量が、一般のエンジンでのガス放出量と比較すると非常に小さいために、衛星の質量変化は、ほぼなくて質量一定と考えることができ、放出による人工衛星の速度（ひいては運動量）、および、人工衛星周辺のプラズマ環境に与える影響は無視可能となります。さらに、帯電量の制御に必要な電力は1W程度と小さく、また、帯電量制御に要する時間は数ミリ秒であるために、ほぼ瞬間的に帯電量を制御可能と考えられます。従って、衛星の軌道の変化の仕方（ダイナミクス）という観点からは、事前に設計された、時間の関数である帯電量の目標値に正確に追従すると考えてよいことになります。

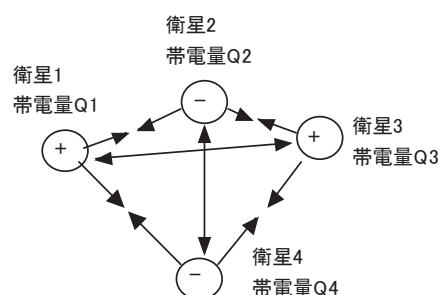


図1 帯電した衛星間のクーロン力による人工衛星編隊飛行の形状維持のコンセプト。正負の符号により引力あるいは斥力になりうる。

帯電衛星に働くクーロン力とローレンツ力

King 等 [2] は、帯電した 2 つの人工衛星間に働くクーロン力による衛星の相対位置制御の概念を提案しました。10m 程度の相対距離で、従来の化学推進や電気推進を使用する場合は、噴出するガスであるプルームによる周辺衛星のセンサ等への汚染（コンタミネーション）を考慮する必要がありますが、クーロン力の場合、燃料噴射を伴わないためにコンタミネーションフリーの推進系と考えられます。クーロン力による位置制御の特徴は、クーロン力による、物理的にはつながっていない（構造が不要な）複数の衛星間の相対距離の制御である点にあります。細いケーブルによって物理的に人工衛星をつなぐテザー衛星が張力（引力）を与えるのと比較して、クーロン力制御は空間電位に対する電荷のプラス、マイナスを制御することにより引力と反力の双方を与えることが可能です。また、一般にテザーの場合、ケーブルは柔軟構造物でありその剛性は変えられませんが、クーロン力制御の場合、帯電量の制御により衛星間剛性（引力・反力の大きさ）を制御可能となります。

宇宙空間に 2 つの帯電する衛星を置いたときには、それぞれに同符号の電荷がある場合は、反力が働くために両者は離れていき、一方がプラスで他方がマイナスの電荷を持つ場合には引力が働き両者は近づいていきます。つまり、どちらの場合も、相対的に静止している平衡状態は存在しないことになります。しかし、地球周回軌道上の衛星とともに動く回転座標系で考えると、近接する 2 つの帯電した衛星を想定した場合には、衛星から見た場合にはクーロン力以外に重力、遠心力が働くために、相対的な位置が変化しない平衡点が存在することが King 等 [2]、Natarajan 等 [3] によって明らかにされています。具体的には地球中心と衛星と共に動く座標中心を結ぶ軸（半径方向）上に 2 つの衛星を配置すると、適当な衛星帯電量を与えることで（帯電量の積が負値）、回転座標系において静止します。Natarajan と Schaub[3] は、さらに、その平衡位置からずれている位置にある 2 つの人工衛星を、帯電量を時間とともに変化させることによって、平衡位置にまで誘導する軌道制御則を提案しました。

Streetman と Peck[4] は、地球周回軌道上を飛翔する 1 機の帯電した人工衛星と、地球磁場との間のローレンツ力により、その地球周回軌道の大きさや形状の修正が可能であることを示しました。重力のみを想定した場合と比較して、軌道修正の自由度が大きくなります。例えば、重力のみと比較して、より低高度での太陽同期軌道が実現可能であることを示しました。太陽同期軌道とは、ほぼ地球の極域を通過する軌道で、地球の形状が、完全な球と比較して僅かに扁平であることによって、地球から見た太陽の方向と同期して、人工衛星の地球まわりの極軌道の面が回転していく軌道のことを指します。これにより、いつも人工衛星の軌道面に対して、太陽が相対的に同じ方向に見える等、効率的に、太陽観測、天文観測、地球観測を行うことができます。ローレンツ力により、より低い高度で太陽同期を実現できれば、より高い精度での地球の表面観測が可能となることが考えられるのです。

これら、ローレンツ力やクーロン力の電磁気力制御下の人工衛星の軌道運動においては、重力以外に、電磁気力のカップリングを考慮する必要があります。複数の人工衛星を考えたときには、1 つの衛星の帯電量を変化させることが、他のすべての人工衛星との間のクーロン力に影響を及ぼします（図 2 は、クーロン力の調整により軌道を制御した例）。また、帯電衛星と地球磁場間のローレンツ力は、

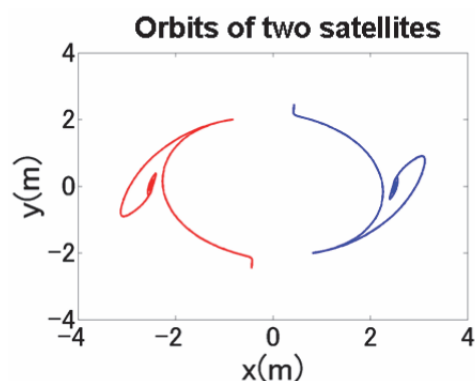


図 2 2 つ（赤および青）の人工衛星の帯電量、すなわち、クーロン力を、時間に応じて調整することで、2 つの帯電した人工衛星の相対的な位置を制御している。x 軸は地球中心から半径方向、y 軸は x 軸と垂直で、かつ、人工衛星の軌道面内にある。x 軸上に 2 つの衛星を誘導することに成功している（文献 5,6）。

人工衛星の地球磁場との相対速度、そして、地球磁場における位置（北極、赤道等の場所の違い）の双方の関数となります。このように非常に複雑な特性を有する軌道特性（ダイナミクス）で記述する必要がある点に、本研究のチャレンジすべき点があります。

宇宙機の軌道ダイナミクスは、従来、重力、太陽光圧、大気抵抗等を考慮していましたが、従来では考慮されていなかった高い非線形性を有する帯電衛星間のクーロン力・帯電衛星と地球磁場間のローレンツ力を導入するために、新しい力学に基づく軌道ダイナミクス・制御理論を展開でき、軌道工学と非線形力学・非線形制御を融合した新しい分野を開拓できる可能性があります。また、本研究は、従来と異なり、推進系を搭載しない多数の超小型衛星によるフォーメーションフライトを可能とするものであり、既存の宇宙推進システム概念にはなかった全く新しい発想に基づくミッションの提案が可能となると考えられます。例えば、燃料が不要なために、超小型衛星による宇宙観測・地球観測等の衛星編隊飛行ミッションの実現性が、飛躍的に増すこともあり得ます。

以下、具体的に、いくつかの研究内容について概説します。

本研究室におけるローレンツ力による軌道制御に関する研究

我々の研究室は、これまで、円軌道上の帯電していない1機（ターゲット）衛星に対する、別の1機の帯電している衛星の相対的な運動に注目しています。このとき、目標の衛星は帯電していないので、従来と同様に重力の影響を主に受ける地球周回の軌道運動を行い、帯電した衛星は、地球磁場との相互作用でローレンツ力が働きます。

実際の地球磁場は複雑なのですが、ダイポール磁場という近似的なモデルで地球磁場を表すようにしています。地球の極付近と赤道付近では磁場が異なることからわかるように、地球磁場における位置によって、磁場の大きさと方向、ひいては、ローレンツ力が変化することが予想されます。そこで、地球磁場における位置、および、磁場に対する相対速度の関数であるローレンツ力を、人工衛星の地球周回円軌道の軌道要素（軌道の大きさ、傾き、位置等を表す指標）で表現することができます。次に、目標衛星に相対的な位置関係に注目しているので、目標となる帯電していない人工衛星を中心として、その人工衛星とともに中心が動く回転座標系における運動方程式を解析的に導いています。

現在は、帯電衛星の帯電量の制御、ひいては、ローレンツ力の制御によって、目標衛星を中心とした任意の相対的な位置に移動させる可能性について検討しています。簡単な場合については、数式を用いて、答えを導き、また、複雑な場合については、コンピュータによる大規模計算を用いる数値解法によって、最小の帯電量による最適な移行軌道を求めています [7,8]。これは、放電等を回避するために、帯電量はできるだけ小さくするための工夫です（図3）。

このように、帯電量を変化させることにより、与えられた初期相対位置からターゲットの相対位置まで移行させる手法については、既に一部の結果 [7,8] は得られていますが、衛星帯電量を時間のうえで階段状（ステップ状）に変化させる方法、あるいは、時間に対して滑らかに連続的に変化させる方法により、任意の2つの位置・速度の境界条件を満たす制御手法を確立することを目標としています。

また、本研究で提案する手法で必要になる帯電量を満たす電位は、太陽活動指数が最大の時期に自然環境で発生す

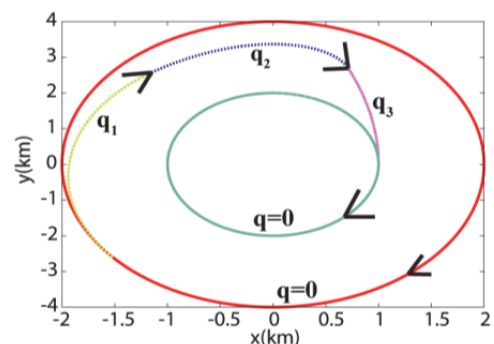


図3 衛星相対運動を記述する回転座標系におけるローレンツ力の調整による軌道移行例。帯電していない人工衛星を中心(原点)として、帯電している人工衛星の相対的な軌道図を表わしており、帯電量を変化させることで、大きな周回軌道から小さな周回軌道に移行している(文献7, 8)。

る電位レベルと同程度ではありますが、放電を回避するためには、それぞれの人工衛星の帯電量を小さくする必要があるだけでなく、複数の人工衛星の間の相対的な電位差も小さくすることが望ましいのです。この制約条件のもとで、多数の超小型衛星の編隊飛行（フォーメーションフライト）の可能性、一定の形状を保持する平衡位置の可能性について検討していきます。また、その平衡状態がどれだけ安定か、つまり、少し、軌道位置がずれたり、帯電量が変化してしまったときに、どれだけ平衡な位置関係を保てるか（安定性）の議論し、フォーメーション保持のための帯電量制御則を導出することも目指しています。

本研究室におけるローレンツ力による姿勢制御に関する研究

自然力を用いた人工衛星の姿勢制御方法として、重力傾斜トルクを利用した手法は今までに用いられてきました。これは、同じ人工衛星でも、地球中心に近い部分の方が、より地球中心より遠い部分より強い重力が働くために、地球中心方向に姿勢が保たれるトルクが働くという現象を利用しています。この重力傾斜トルクのみでは制御できる姿勢範囲が制限されているのですが、新たに、宇宙機重心から離れた位置における帯電部分が、地球磁場中を移動する際に発生するローレンツ力によるトルクという概念を提案し、重力傾斜トルクにローレンツ力によるトルクが加わることで、どのような姿勢運動が可能になるかを、検討しています。

具体的には、図4にあるように、2つの正負に帯電する部分を持つ人工衛星を想定すると、それぞれの帯電部分には、逆向きのローレンツ力が働くことを利用します。まずは、人工衛星が地球の赤道面の上空を飛翔しているとし、なおかつ、人工衛星の姿勢がその軌道面内だと仮定します。人工衛星の中心軸の地球中心方向に対する角度（図4中の角度 θ ）および角速度に注目し、角度を横軸、角速度を縦軸とする位相空間を用いて考察しています[9-12]。

一つ得られている成果としては、初期の角度と角速度の条件に依存して、ずっと角度 θ が増加し続ける、つまり、人工衛星が回転運動をしつづける場合があります。また、異なる条件では、ある角度を中心として、 θ が増減を繰り返す、つまり振動運動を続けるという結果が得られています。また、帯電量の大きさ、つまり、ローレンツトルクと重力傾斜トルクの比に応じて、この回転運動と振動運動が実現する条件、つまり、初期角度と初期角速度の領域が大幅に変化することが示されました。

また、現在、姿勢運動特性（ダイナミクス）検討の結果に基づき、地球周回軌道を赤道面に限定せず（極軌道等を含むという意味）、軌道の傾斜角に応じて、ローレンツトルクによって、姿勢を3次的に制御することの可能性、および、具体的な制御手法について検討を行っています。今後、宇宙望遠鏡や、地球観測衛星等への応用を考えて、慣性座標系において一定の姿勢（例えば太陽や恒星に対して同じ姿勢）を保持する可能性、回転座標系において一定姿勢（例えば地球表面に対して同じ姿勢）に制御する可能性、スピナップやスピンドアウンを行う可能性について検討する予定です。

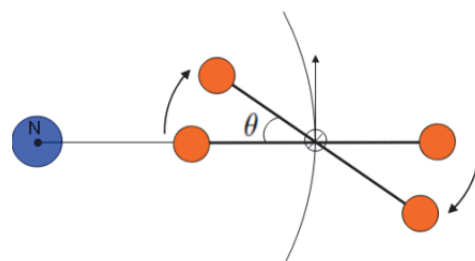


図4 地球(青)を中心とする軌道上にある振り子型の人工衛星のコンセプト。帯電部分(オレンジ)に働くローレンツ力によって、人工衛星の姿勢を回転させるトルクが励起され、振り子型宇宙機の姿勢が変動する(文献9～12)。

本研究室におけるクーロン力による軌道制御に関する研究

既に複数の帯電衛星間のクーロン力を利用した人工衛星の軌道制御については先行研究の結果を示しましたが、本研究室では、従来考慮されていなかった、通常は距離の2乗で減衰していくクーロン力が、周辺のプラズマ環境によって、急激に(exponentialに)その影響力が減衰して

いく効果（デバイ長の効果）を考慮した軌道制御手法を検討しています [5,6].

本来は、相対距離の2乗に反比例するクーロン力制御のコンセプトは、相対距離が10m程度の複数の超小型衛星の近距離編隊飛行における精密位置制御に適しています。この相対距離の上限は地球周辺のプラズマ環境のデバイ長によって決まっています。この距離以上では巨視的には衛星の電荷が周辺のプラズマ中のイオンあるいは電子によって中和されるように見えて、クーロン力は、デバイ長の関数としてさらに減衰していくために力が伝わりにくいのです。その効果も考慮して、同様に、クーロン力、つまり、地球周回軌道上の2つの帯電衛星の帯電量を時間変化させることで、2つの帯電衛星の相対的な位置を制御できることを示しました。3つ以上の複数の宇宙機に関するダイナミクス検討は、ほとんどなされていないために、今後は、多数の帯電衛星の編隊飛行の軌道制御手法について検討を行う予定です。

また、別の観点の研究としては、本研究室では、クーロン力を考慮した3体問題について考察をしています。通常は、3体問題とは、2つの主天体を考慮し、3つ目の微小な天体（あるいは人工衛星）の2つの主天体に対する相対運動を2つの天体の重力のみを考慮して表現している問題です。このように、従来は、重力だけで構成される3体問題に、帯電衛星間に働くクーロン力を導入できるように理論的に拡張を行っています [13] (図5)。重力に加えてクーロン力を考慮した場合に、3体問題において力が釣り合う平衡点であるラグランジュ点の位置が、重力とクーロン力の比に応じて変化することを示しました。

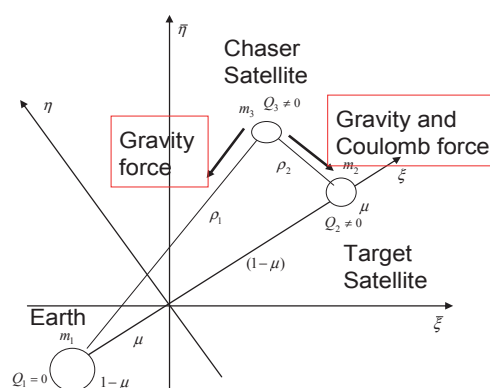


図5 重力とクーロン力を複合した、地球と目標衛星(ターゲット衛星)と帯電衛星(チェーサー衛星)で構成される3体問題(文献13)。

今後の研究の方向性

従来では考慮されていなかった帯電衛星の間のクーロン力や、帯電衛星と地球磁場間のローレンツ力を導入することで、新しい力学に基づく軌道工学と非線形力学・非線形制御を融合した新しい分野を開拓していきたいと考えています。また、本研究は、従来と異なりいわゆる推進系を搭載しないために、既存の宇宙推進システムの概念にはなかった全く新しい発想に基づく宇宙観測や地球観測ミッションの提案を行えればと考えており、積極的に参加してくれる学生を待っています。

参考文献

1. Torkar, K., et al., "Active Spacecraft Potential Control for Cluster - Implementation and First Results," *Annales Geophysicae*, Vol. 19, pp. 1289-1302 (2001).
2. King, L. B., Parker, G. G., Deshmukh, S., and Chong, J. H., "Study of Interspacecraft Coulomb Forces and Implications for Formation Flying," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 19, No. 3, pp. 497-505 (2003).
3. A. Natarajan, A., Schaub, H., "Linear Dynamics and Stability Analysis of a Two-Craft Coulomb Tether Formation," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol.29 no.4, pp. 831-839 (2006).
4. Streetman, B. and Peck, M. A., "New Synchronous Orbits Using the Geomagnetic Lorentz Force," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 30, No. 6, pp. 1677-1690 (2007).
5. Yamamoto, U., Yamakawa, H., "Two-craft Coulomb-force Formation Dynamics and Stability Analysis with Debye Length Characteristics," Paper AIAA-2008-7361, AIAA/AAS Astrodynamics

Specialist Conference (2008).

6. 山川宏, 向井祐利, 矢野克之, 山本詩子, "電磁気力を用いた衛星編隊飛行", 第52回宇宙科学技術連合講演会 (2008).
7. 辻井秀, 山川宏, 矢野克之, 坂東麻衣, "ローレンツ力による衛星編隊飛行に関する一考察", JSASS-2009-4480, 第53回宇宙科学技術連合講演会, 京都 (2009).
8. 辻井秀, 矢野克之, 坂東麻衣, 山川宏, "ローレンツ力を用いた衛星編隊飛行のダイナミクスと制御に関する研究", JSASS Paper 1I05, 第54回宇宙科学技術連合講演会, 静岡 (2010).
9. 山川宏, 八山慎史, 第59回理論応用力学講演会, "帯電した宇宙機の振動運動と回転運動", 日本学術会議 (2010).
10. 八山慎史, 坂東麻衣, 山川宏, "ローレンツ力と重力による振り子型衛星の姿勢運動に関する研究", JSASS Paper 2I06, 第54回宇宙科学技術連合講演会, 静岡 (2010).
11. 八山慎史, 坂東麻衣, 山川宏, "ローレンツ力と重力による帯電衛星の姿勢運動に関する研究", Paper 1D11, 第55回宇宙科学技術連合講演会, 愛媛 (2011).
12. Yamakawa, H., Hachiyama, S., and Bando, M., "Attitude Dynamics of a Pendulum-shaped Charged Satellite," *Acta Astronautica*, Vol. 70, pp. 77-84, 2012.
13. Yamakawa, H. and Bando, M., "Gravity-Coulomb Force Combined Three-Body Problem," The 18th Symposium of International Federation of Automatic Control in Automatic Control in Aerospace, Nara, Japan (2010).